

М. Паламар, канд. техн. наук

Тернопільський державний технічний університет імені Івана Пулюя

ОСОБЛИВОСТІ ПРИЙОМУ ІНФОРМАЦІЇ ДИСТАНЦІЙНОГО ЗОНДУВАННЯ ЗЕМЛІ З НИЗЬКООРБІТАЛЬНИХ КОСМІЧНИХ АПАРАТІВ

У статті розглядаються особливості побудови антенного комплексу для стеження за супутником і прийому даних дистанційного зондування Землі з космосу. Наведено структуру і алгоритм роботи розробленої системи керування антенною системою, що входить до складу наземних засобів прийому передачі інформації EgyptSat-1. Також наведено результати досліджень похибок наведення та динамічного супроводу космічних апаратів за результатами випробувань АС в Єгипті.

Ключові слова: Антенна система, дистанційне зондування Землі, система керування.

M. Palamar

FEATURE OF INFORMATION RECEIVING OF EARTH REMOTE SENSING FROM LOW-ORBITAL SPACE VEHICLES

In this article are considered the peculiarities of the antenna complex construction for the satellite tracking and receiving of remote sensing of Earth information from space. The structure and working algorithm of antenna control system (which is included in the system of ground facilities of receiving and transmitting of information of EgyptSat-1) are described. The researching results of pointing errors and dynamical autotracking of space vehicles according to the results of testing in Egypt, are also represented.

Key words: Antenna system, remote sensing of Earth, control system.

Вступ. Найбільш вагомим фактором розвитку сучасного суспільства стає інформація. Одним з напрямів інформаційних технологій, що динамічно розвивається, є дистанційне зондування Землі з космосу (ДЗЗ) за допомогою низькоорбітальних космічних апаратів. ДЗЗ – це спосіб одержання інформації про об'єкти, динамічні процеси та явища на поверхні Землі, в її надрах і атмосфері шляхом реєстрації відбитого від них або їх власного електромагнітного випромінювання в різних спектральних діапазонах.

Технологія дистанційного зондування Землі з космосу несе в собі величезні інформаційні ресурси та потенційні можливості для впливу на економічний розвиток країн. Технологія ДЗЗ почалася з областей військового застосування (оперативне спостереження за необхідними територіями, картографія і т.п.), але зараз все більше поширюється в сферу комерційного використання. У спеціальній резолюції ООН у 2002 р. відзначено, що забезпечення стабільного і безпечного розвитку на Землі неможливе без застосування космічних технологій спостереження. У світі розгорнуто ряд програм з космічного моніторингу Землі задля безпеки і стабільного розвитку (GEOSS, GMES), до яких приєдналась і Україна, затвердивши свою програму GEO-UA. Програма передбачає створення розгалуженої системи ДЗЗ, обробки інформації про планетарні процеси, механізми уніфікації даних, відкритого взаємообміну цією інформацією з іншими країнами.

Для широкого впровадження технологій ДЗЗ необхідно створити мережу технічних засобів прийому та оперативного доступу до даних ДЗЗ, первинним джерелом яких на землі є антенні станції (АС) прийому інформації із космічних апаратів (КА).

Кінематичні схеми опорно-поворотних пристроїв АС

Особливостями конструкцій АС, призначених для надійного обміну цифровими потоками інформації з КА, є великі геометричні розміри рефлекторів і, відповідно, великі моменти інерції на валах електроприводів опорно-поворотних пристроїв (ОПП)

АС. Причому на всі механічні вузли діють додаткові випадкові навантаження (низькочастотні вітрові навантаження, зміни моментів від кутів повороту і нахилу рефлектора АС через наявність значних невіднованих рухомих мас, люфти, сили тертя в редукторах, інші метеорологічні та кліматичні фактори). Сукупність дії різних факторів ускладнює розрахунок і установку параметрів регулювання в системі керування наведенням АС.

Переважаюче поширення на практиці мають двохосові ОПП (рис.1) через їх простоту. Проте усім двохосовим кінематичним схемам притаманні особливості, що виникають при перетинанні траєкторії супроводжувача КА напрямку нерухомої (першої) осі обертання. Поблизу цієї точки швидкість обертання відносно нерухомої осі різко зростає, а в самій точці перетину перетворюється в нескінченність. Так як прискорення і швидкість обертання приводів ОПП обмежені, то в зазначених районах утворюються «мертві» зони, що приводить до переривання зв'язку і втрати інформації. Для уникнення таких випадків необхідне застосування складніших трьохосових ОПП.

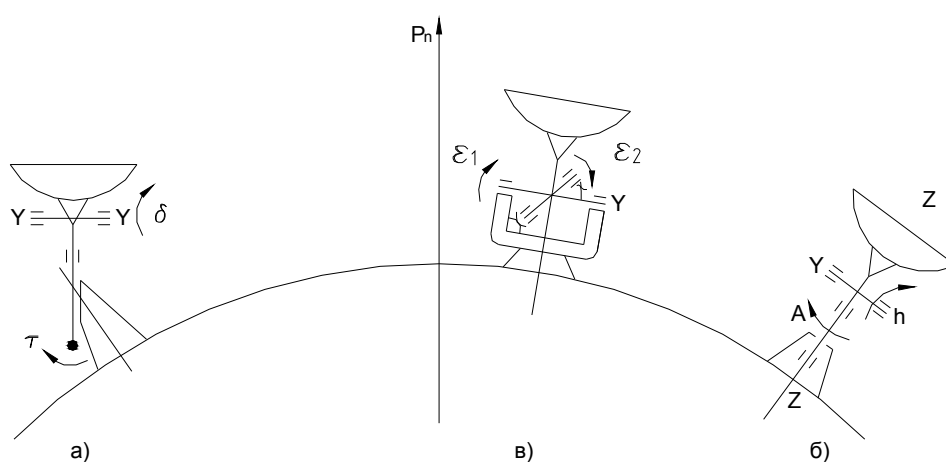


Рисунок 1 - Типи підвісок АУ: а – екваторіальна (полярна), б – азимутально - кутомісна (горизонтальна), в - двокутмісна (карданна)

На кафедрі приладів і контрольно-вимірювальних систем ТДТУ разом із ДНТП «Техас-К» за замовленням і у співпраці з Харківським науково-дослідним інститутом радіотехнічних вимірювань розроблено і виготовлено трьохосову АС (рис. 2) та систему керування до неї, яка повністю вирішує проблему «мертвих» зон супроводу КА.

Структура АС і алгоритм роботи системи керування.

Для зменшення великих швидкостей руху АС для траєкторій КА з високими



Рисунок 2-Трьохосова АС для ДЗЗ

кутами місця відносно АС та уникнення «мертвих» зон супроводу в районі зеніту у структуру опорно-поворотного пристрою введена додаткова азимутальна вісь з кутом нахилу $\gamma \cong 15^\circ$ і діапазоном обертання у горизонтальній площині, як і в основної азимутальної осі $\pm 170^\circ$ (рис.2). Така конструкція дозволяє проводити КА по будь-яких траєкторіях з невеликими швидкостями за рахунок ускладнення електронної частини системи керування АС трьома осями [1,2]. Для супроводу КА такою антеною по траєкторії $\mathbf{R}(t, \alpha, \beta)$ (таблиця наведення) виконується перетворення вхідних координат α, β із системи координат WGS-84 у формат локальних координат АС (масив $\mathbf{R}(t, \alpha_1, \alpha_2, \alpha_3)$). Контролер системи керування здійснює перетворення координат згідно з алгоритмом:

$$\alpha_2 = \arctg \left(\frac{\cos \gamma \cdot \sin \beta - \sin \gamma \cdot \cos \beta \cdot \cos(\alpha - \alpha_3)}{\sqrt{1 - (\cos \gamma \cdot \sin \beta - \cos \beta \cdot \cos(\alpha - \alpha_3) \cdot \sin \gamma)^2}} \right) + \gamma, \quad (1)$$

$$\alpha_1 = \begin{cases} \alpha'_1, & \text{при } X_A \geq 0; \\ \alpha'_1 + 180^\circ, & \text{при } X_A < 0 \text{ и } Z_A \geq 0; \\ \alpha'_1 - 180^\circ, & \text{при } X_A < 0 \text{ и } Z_A < 0; \end{cases} \quad (2)$$

де

$$\alpha'_1 = \arctg \left(\frac{\cos \beta \cdot \sin(\alpha - \alpha_3)}{\cos \gamma \cdot \cos \beta \cdot \cos(\alpha - \alpha_3) + \sin \gamma \cdot \sin \beta} \right), \quad (3)$$

$$X_A = \cos \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \cos \alpha \cdot \cos \beta + \sin \gamma \cdot \sin \beta + \cos \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \cos \beta \cdot \sin \alpha,$$

$$Y_A = -\sin \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha + \cos \gamma \cdot \sin \beta - \sin \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \cos \beta \cdot \sin \alpha,$$

$$Z_A = -\sin \alpha_3 \cdot \cos \beta \cdot \cos \alpha + \cos \alpha_3 \cdot \cos \beta \cdot \sin \alpha,$$

α_1 - кут повороту основної азимутальної осі Е1, α_2 - кут повороту горизонтальної, або кутомісної осі Е2 і α_3 - кут повороту додаткової азимутальної осі Е3.

$$\begin{aligned} \text{Діапазон зміни кутів} \quad \alpha &- (0 \div 360^\circ), \\ \beta &- (0 \div 90^\circ), \\ \alpha_1, \alpha_3 &- (0 \div \pm 170^\circ), \\ \alpha_2 &- (0 \div 120^\circ). \end{aligned}$$

Для визначення реальних даних про положення АС і видачі їх у центр обробки інформації необхідне обернене перетворення «локальних» координат у «глобальні» згідно з наведеними нижче формулами:

$$\alpha = \begin{cases} \alpha', & \text{при } X_H \geq 0, Z_H \geq 0; \\ \alpha' + 360^\circ, & \text{при } X_H \geq 0 \text{ и } Z_H < 0; \\ \alpha' + 180^\circ, & \text{при } X_H < 0; \end{cases} \quad (4)$$

де

$$\alpha' = \arctg \left(\frac{\cos \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 - \sin \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma) + \cos \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \sin \alpha_1}{\cos \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 - \sin \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma) - \sin \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \sin \alpha_1} \right)$$

$$X_H = \cos \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 - \sin \gamma \cdot \cos \alpha_3 \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma) - \sin \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \sin \alpha_1;$$

$$Y_H = \sin \gamma \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 + \cos \gamma \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma); \quad (5)$$

$$Z_H = \cos \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 - \sin \gamma \cdot \sin \alpha_3 \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma) + \cos \alpha_3 \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \sin \alpha_1.$$

$$\beta = \arctg \left(\frac{\cos \gamma \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma) + \sin \gamma \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1}{\sqrt{1 - (\sin \gamma \cdot \cos(\alpha_2 - \gamma) \cdot \cos \alpha_1 + \cos \gamma \cdot \sin(\alpha_2 - \gamma))^2}} \right). \quad (6)$$

Система керування такою АС повинна щоразу після обчислення або одержання каналом зв'язку траєкторії руху КА провести розрахунок і відпрацювати необхідний кут повороту α_3 вертикальної азимутальної осі Е3 з врахуванням механічних обмежень діапазону обертання цієї осі наступним чином:

$$\alpha_3 = \alpha_M, \text{ якщо } 0 \leq \alpha_M \leq \alpha_{\theta^+};$$

$$\alpha_3 = \alpha_{\theta^+}, \text{ якщо } \alpha_{\theta^+} < \alpha_M \leq 180^\circ;$$

$$\alpha_3 = \alpha_{\theta^-}, \text{ якщо } 180^\circ < \alpha_M < 190^\circ;$$

$$\alpha_3 = \alpha_M - 360^\circ, \text{ якщо } 360^\circ + \alpha_{\theta^-} \leq \alpha_M \leq 360^\circ;$$

де $\alpha_{\theta^+}, \alpha_{\theta^-}$ - кути спрацювання кінцевих вимикачів обмеження повороту АС кутом α_3 (навколо осі Е3) в "плюс" і "мінус" відповідно ($\alpha_{\theta^+} \approx 170^\circ$; $\alpha_{\theta^-} \approx -170^\circ$);

α_M - значення азимутального відліку з максимальним кутом місця КА ($\alpha_M = \alpha(t)$ при $\beta(t) = \beta_{\max}$), який визначається із розрахованої для вибраного КА таблиці наведення. Розрахунок кутів $\alpha_1(t)$ і $\alpha_2(t)$ проводиться з використанням кутів $\alpha(t)$, $\beta(t)$ і α_3 .

АС призначена для роботи в складі наземних технічних засобів прийому-передачі інформації для керування Єгипетським супутником EgyptSat-1 і проходить випробування в Єгипті. Експериментальні дослідження показали, що при найбільш критичній траєкторії руху КА через зеніт АС, максимальна швидкість азимутальної осі антени не перевищує 3,0 град./сек.

Дослідження динамічних характеристик АС

Система керування АС передбачає супровід КА методом програмного наведення по наперед розрахованій траєкторії руху КА та методом автосупроводу за сигналом пеленгатора з метою підтримки максимальної величини цього сигналу. Можливий також комбінований метод програмного наведення з автоматичною корекцією таблиці наведення за сигналом, а також допоміжне ручне керування.

В загальному сумарна помилка наведення є функцією часу і залежить від параметрів системи керування та характеристик керуючих і збурюючих сигналів, що діють на систему в процесі стеження за КА. При цьому максимум ефективності досягається при мінімумі сумарної помилки наведення.

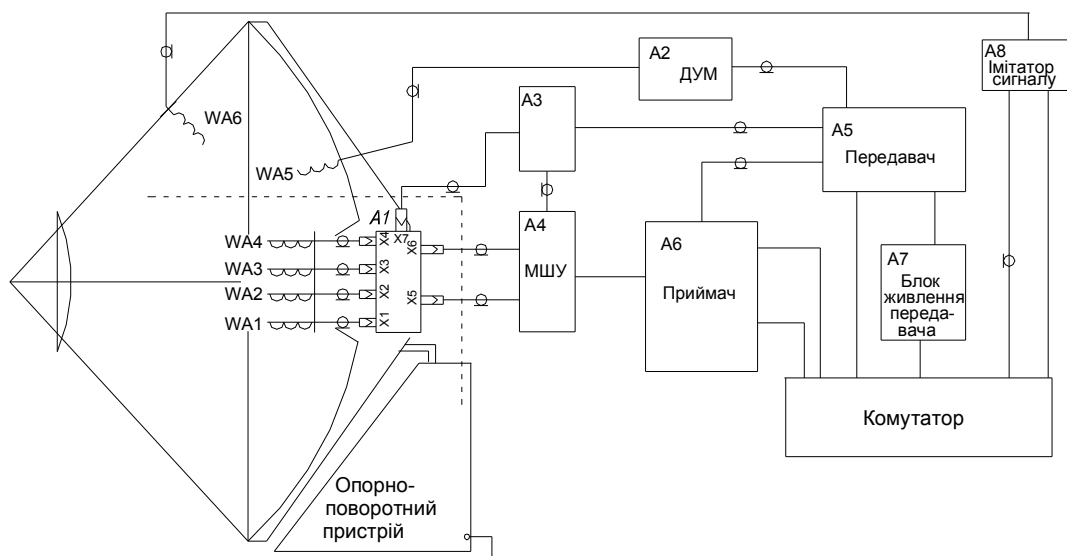


Рисунок 3 - Структурна схема сумарно-різницевого (моноімпульсного) антенно-фідерного пристрою

У розроблений АС використовується сумарно-різницевий (моноімпульсний) тип антенно-фідерного пристрою (рис.3), який передбачає, що на виході ми, крім основного сумарного інформаційного сигналу, отримуємо також різницевий сигнал по кожній координаті, який дає інформацію про величину і знак похибки відхилення АС від максимуму сигналу.

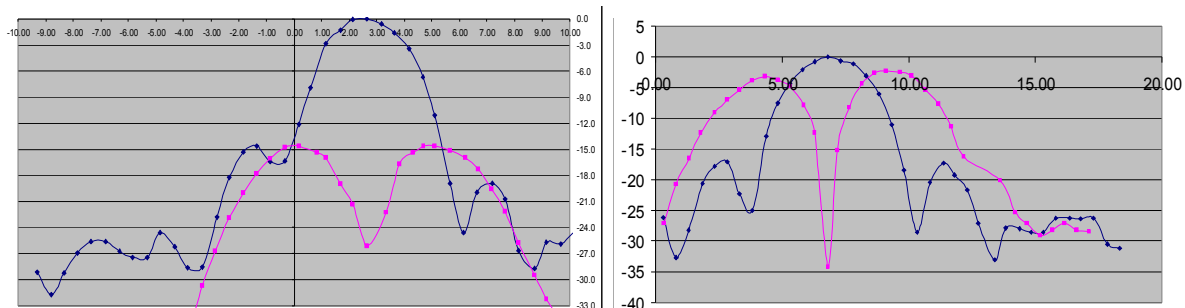


Рисунок 4 - Сумарні і різницеві діаграми АС для азимутальної (а) та кутомісної (б) осей

Такий алгоритм керування дає змогу виключити ряд похибок наведення і супроводу КА при умові програмного наведення в межах кута діаграми направленості антени, що становить 2,5 град. для вибраного частотного діапазону.

Для визначення динамічних характеристик АС, ефективності системи керування та перевірки каналу пеленгатора в режимі автосупроводу було проведено ряд

комплексних випробувань АС спільно з Харківським науково-дослідним інститутом радіотехнічних вимірювань із супроводом КА EgyptSat-1 в пасивному режимі, коли АС тільки приймала сигнал від КА. Графіки траєкторії руху КА по двох осях та реального відпрацювання заданої траєкторії наведені на рис. 5.

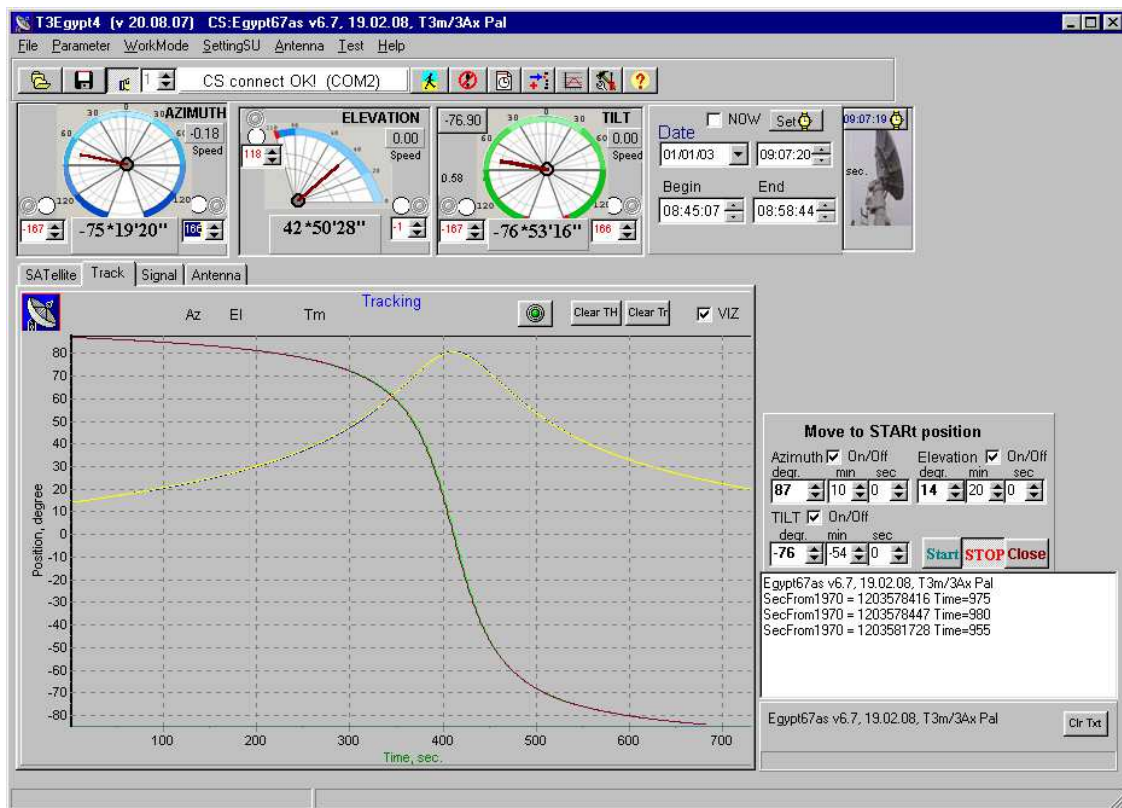


Рисунок 5 - Траєкторія супроводу КА EgyptSat-1

Проводилась оцінка точності відпрацювання координат траєкторії на основі показів датчиків кутів системи керування АС та порівняння їх з реальними даними координат КА визначеними за допомогою пеленгатора. Графіки динамічних похибок супроводу КА показано на рис. 6. Як видно з графіків, найбільша динамічна похибка (в районі кульмінації) не перевищувала 10 кутових минут, а на більшості траєкторії знаходилась в межах 5 кутових минут.

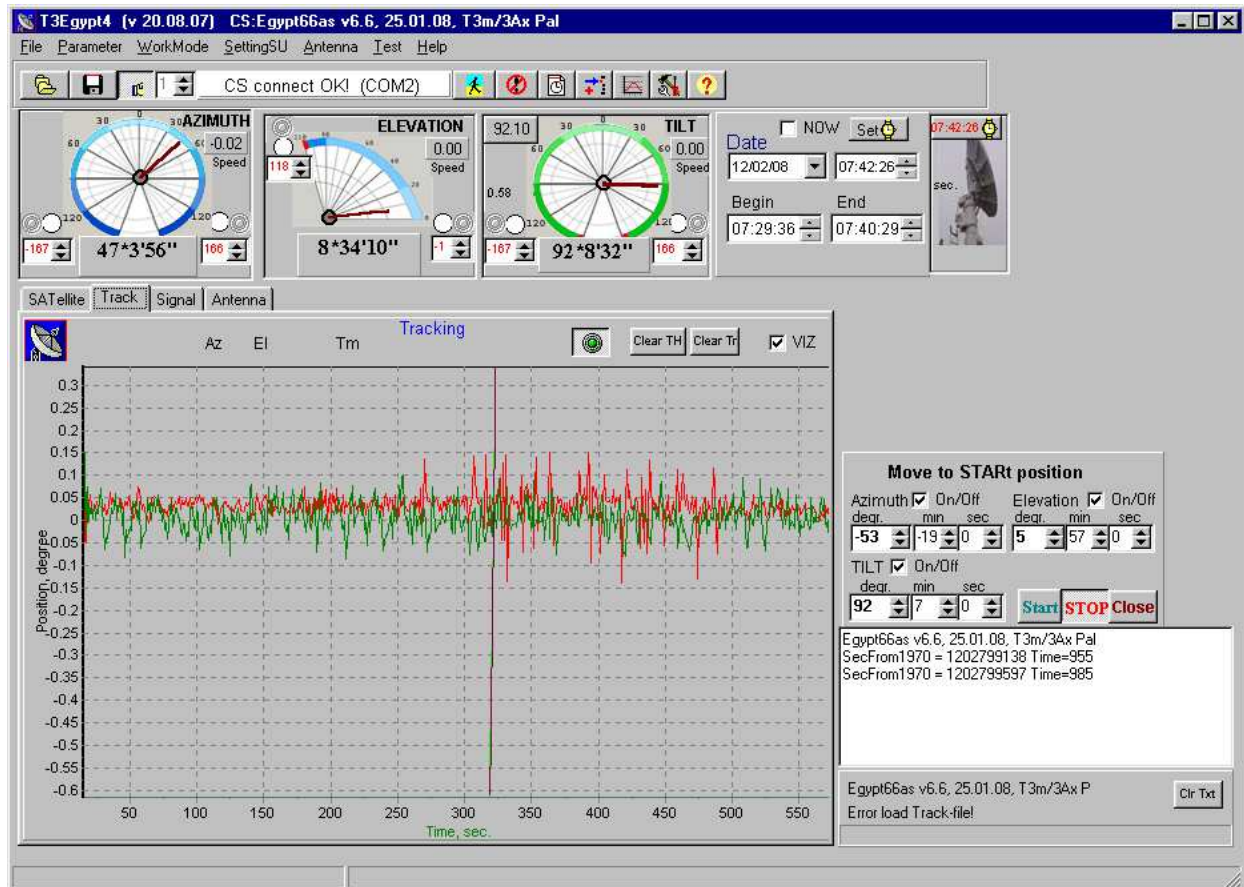


Рисунок 6 - Похибки супроводу КА EgyptSat-1 по азимутальній та кутомісній осях

Висновки

Завдяки удосконаленню конструкції та алгоритмів керування АС, значно зменшуються швидкості супроводу рухомого об'єкта в районі кульмінації КА, що знижує вимоги до електромеханічних вузлів і дає змогу зменшити динамічні похибки супроводу. Конструктивні і алгоритмічні рішення реалізовані в АС "EgyptSat-1", що пройшла успішні випробування в національному космічному агентстві Єгипту (м. Каїр) і зараз знаходиться на етапі передачі єгипетським замовникам.

Література

1. Паламар М., Умзар Ю., Данілін А. Моделювання і метрологічні дослідження наземних антенних станцій прийому інформації ДЗЗ для "EgyptSat-1" // Матеріали сьомої Української конференції з космічних досліджень. – НЦУІКС, Євпаторія. - 3-8 вересня 2007. – С.150.
2. Паламар М.І. Керування слідкуючими антенами із невизначеними динамічними параметрами для супроводу низькоорбітальних космічних апаратів // Автоматика, вимірювання та керування. Вісник ДУ "Львівська політехніка". - 2006. - № 401. - С.32-38.

Одержано 18.04.2008 р.